



Atty. Dkt.:  
32405R026

RECEIVED

SEP - 7 2001

TECHNOLOGY CENTER R3700

*Priority  
to  
Cofe*  
PATENT  
9-13-01

IN THE UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE

Applicants: Hiroshi YONEDA, et al.

Examiner: PIPALA, E

Serial No.: 09/444,834

Group Art Unit: 3661

Filed: November 22, 1999

For: AUTOMATIC GUIDANCE SYSTEM FOR FLIGHT VEHICLE HAVING  
PARAFOIL AND NAVIGATION GUIDANCE APPARATUS FOR THE  
SYSTEM

**CLAIM FOR PRIORITY**

Assistant Commissioner for Patents  
Washington, D.C. 20231

Sir:

Under the provisions of 35 U.S.C. § 119, Applicants hereby claim the benefit of  
the filing date of Japanese Application No. 10 332672, filed on November 24, 1998.

In support of this priority claim, Applicants submit herewith a certified copy of  
the priority application.

Respectfully submitted,

SMITH, GAMBRELL & RUSSELL, LLP

By: 

Dennis C. Rodgers, Reg. No. 32,936  
1850 M Street, N.W., Suite 800  
Washington, D.C. 20036  
Telephone: (202) 263-4300  
Fax: (202) 263-4329

Date: September 5, 2001

RECEIVED  
SEP 10 2001  
IN 3600 MAIL ROOM



日本国特許庁  
JAPAN PATENT OFFICE

yoneko  
filed up 1/99

別紙添付の書類に記載されている事項は下記の出願書類に記載されている事項と同一であることを証明する。

This is to certify that the annexed is a true copy of the following application as filed with this Office

出願年月日

Date of Application:

1998年11月24日

出願番号

Application Number:

平成10年特許願第332672号

出願人

Applicant(s):

富士重工業株式会社

RECEIVED

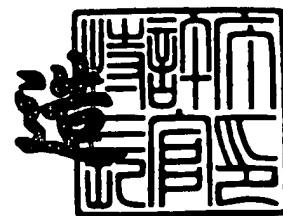
SEP - 7 2001

TECHNOLOGY CENTER R3700

2001年 8月 3日

特許庁長官  
Commissioner,  
Japan Patent Office

及川耕造



出証番号 出証特2001-3069936

【書類名】 特許願

【整理番号】 P98-096

【提出日】 平成10年11月24日

【あて先】 特許庁長官 殿

【国際特許分類】 B64C 31/02

【発明の名称】 パラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム及びその航法誘導装置

【請求項の数】 10

【発明者】

【住所又は居所】 東京都新宿区西新宿 1 丁目 7 番 2 号 富士重工業株式会社  
社内

【氏名】 米田 洋

【発明者】

【住所又は居所】 東京都新宿区西新宿 1 丁目 7 番 2 号 富士重工業株式会社  
社内

【氏名】 網戸 敦史

【特許出願人】

【識別番号】 000005348

【氏名又は名称】 富士重工業株式会社

【代理人】

【識別番号】 100061712

【弁理士】

【氏名又は名称】 田代 烝治

【選任した代理人】

【識別番号】 100100354

【弁理士】

【氏名又は名称】 江藤 聡明

【手数料の表示】

【予納台帳番号】 000206

【納付金額】 21,000円

【提出物件の目録】

【物件名】 明細書 1

【物件名】 図面 1

【物件名】 要約書 1

【プルーフの要否】 要

【書類名】 明細書

【発明の名称】 パラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム及びその航法誘導装置

【特許請求の範囲】

【請求項 1】 パラフォイルを備えた飛行体を目標接地点に誘導する自動誘導システムにおいて、

接地目標点の上方所定域で投下された上記飛行体のパラフォイルを開傘する開傘ステップと、

上記飛行体のパラフォイルが開傘した後、風速及び風向を推定する風速・風向推定ステップと、

上記推定した風速及び風向に基づいて上記飛行体の着地飛行経路を決定する飛行経路決定ステップと、

上記決定された着地飛行経路に上記飛行体を飛行移動する飛行経路誘導ステップと、

上記着地飛行経路に従って上記飛行体が下降飛行する経路飛行ステップとを備えたことを特徴とするパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム。

【請求項 2】 パラフォイルを備えた飛行体を目標接地点に誘導する自動誘導システムにおいて、

接地目標点の風上でかつ上方所定域において投下された飛行体のパラフォイルを開傘する開傘ステップと、

上記飛行体のパラフォイルが開傘した後、風速及び風向を推定する風速・風向ステップと、

上記推定した風速及び風向に基づいて上記飛行体が風上から風下に降下移動する着地飛行経路を決定する飛行経路決定ステップと、

上記決定された着地飛行経路近傍位置に上記飛行体を飛行移動せしめる飛行経路誘導ステップと、

上記着地飛行経路近傍位置で上記飛行体が風下に向かうように姿勢変更する姿勢変針ステップと、

上記飛行体の高度を調整する高度調整ステップと、

上記高度調整された飛行体を着地飛行経路に従って風上から風下に下降飛行する経路飛行ステップと、

上記目標接地点の風下で風上に向かうように飛行体の姿勢変更して着地する着地ステップとを備えたことを特徴とするパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム。

【請求項 3】 上記風速及び風向の推定は、

GPS 乃至 DGPS に基づいて取得された飛行体の対地速度ベクトルに従って算出されることを特徴とする請求項 1 または 2 に記載のパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム。

【請求項 4】 上記風速及び風向の推測は、

GPS 乃至 DGPS に基づいて取得される飛行体の対地速度ベクトル、飛行体の方位角及び飛行体の対気速度に従って算出されることを特徴とする請求項 1 または 2 に記載のパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム。

【請求項 5】 上記飛行体の高度調整は、

上記飛行体の連続旋回によってなされることを特徴とする請求項 2 に記載のパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム。

【請求項 6】 パラフォイルを備えた飛行体を目標接地点に誘導する航法誘導装置において、

上記飛行体のパラフォイルが開傘した後の風速及び風向を推定する風速及び風向推定手段と、

該風速・風向推定手段によって推定された風速及び風向に基づいて着地飛行経路を決定する飛行経路決定手段と、

該飛行経路決定手段により決定された着地飛行経路に従って下降飛行するようにパラフォイルを制御する飛行制御手段と

を備えたことを特徴とするパラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置。

【請求項 7】 上記風速・風向推定手段は、

GPS 受信機と、

上記 GPS 受信機によって得られた対地速度ベクトルに基づいて風速及び風向を推定するフライトコンピュータとを備えたことを特徴とする請求項 6 に記載の

パラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置。

【請求項 8】 上記風速・風向推定手段は、

GPS 受信機と、

飛行体の進行飛行体の方位角を検出する磁気方位センサと

上記 GPS 受信機によって得られた対地速度ベクトルと、磁気センサによって得られた飛行体の方位角と、飛行体の対気速度に基づいて風速及び風向を推定するフライトコンピュータとを備えたことを特徴とする請求項 6 に記載のパラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置。

【請求項 9】 上記 GPS 受信装置に加えて DGPS ビーコン受信機を用いることを特徴とする請求項 7 または 8 に記載のパラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置。

【請求項 10】 上記飛行経路決定手段は、

推定された風速及び風力に基づいて飛行経路を決定するフライトコンピュータであって、

上記飛行制御手段は、

上記フライトコンピュータの制御によってパラフォイルの制御索を引くアクチュエータであることを特徴とする請求項 7～9 に記載のパラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、パラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム及びその航法誘導装置に関する。

【0002】

【従来の技術】

従来からパラシュート、ラムエアパラシュート、パラフォイル等の落下傘を用いた物資の投下や気象観測、飛翔型無人機、宇宙機の回収は、滑走路以外の不整地であっても行えることから広く実施されている。

【0003】

また、このようなパラfoilを備えた飛行体による物資の投下や回収は風の影響を受けやすく、落下目標位置と落下位置がずれることがあり、このずれを修正する方向にパラfoilを操縦して誘導することが行われていた。

【0004】

この誘導するための誘導装置の先行技術としては、例えば特開平5-185993号公報がある。

【0005】

この特開平5-185993号公報に開示の誘導装置は、図14にブロック図を示すようにGPS101で検出した飛行体の3次元の位置(X、Y、Z)と、地磁気センサ102で検出した水平方向の向き(Bx、By)により、制御器103で滑空中の飛行体の現在の進行方向を判断し、この進行方向と予め設定された落下目標位置の方向とのずれに応じてDCモータ104に駆動信号(±V)を送り、これにより、ずれを修正する方向に該当するパラfoilの左或いは右の操縦索105を操作して進行方向が落下目標位置の方向に一致するように飛行体を旋回させるものである。

【0006】

この誘導装置によると、例えば図15に示すようにパラfoilを備えた飛行体Pが落下目標位置Oに向かっている際に、横風Wを受けたとしても、GPS101による位置検出、及び地磁気センサ102による姿勢検出を常に行い、姿勢及び進路の修正を速やかに行うことにより、図中実線で示す横風時の進路上においても、各矢印Eで示すように、進行方向が落下目標位置Oの方向となるように制御し続けるものである。

【0007】

【発明が解決しようとする課題】

上記特開平5-185993号後方によると、位置及び姿勢を常に出検して進路を修正することができ、風の影響を受けた場合でも飛行体の姿勢を速やかに修正することができる。



## 【0008】

しかし、単に、落下目標位置、換言すると目標接地点の方向に進行方向を修正する誘導を行うのみであることから、パラfoilを備えた飛行体は高度の回復ができないこと起因して飛行経路の選定が重要であり、強風下等での落下精度の著しい低下が懸念される。

## 【0009】

従って、かかる点に鑑みなされた本発明の目的は、適切な飛行経路が確保でき、高精度の落下精度が得られるパラfoilを備えた飛行体の自動誘導システム及びその航法誘導装置を提供することにある。

## 【0010】

## 【課題を解決するための手段】

上記目的を達成する請求項1に記載のパラfoilを備えた飛行体の自動誘導システムの発明は、パラfoilを備えた飛行体を目標接地点に誘導する自動誘導システムにおいて、接地目標点の上方所定域で投下された上記飛行体のパラfoilを開傘する開傘ステップと、上記飛行体のパラfoilが開傘した後、風速及び風向を推定する風速・風向推定ステップと、上記推定した風速及び風向に基づいて上記飛行体の着地飛行経路を決定する飛行経路決定ステップと、上記決定された着地飛行経路に上記飛行体を飛行移動する飛行経路誘導ステップと、上記着地飛行経路に従って上記飛行体が下降飛行する経路飛行ステップとを備えたことを特徴とする。

## 【0011】

請求項1の発明によると、接地目標値の上方所定域で投下された飛行体のパラfoilが開傘した後、風速及び風向を推定し、この推定した風速及び風向に基づいて飛行体の着地飛行経路を決定して、着地飛行経路に従って上記飛行体が下降飛行することから、推定された風速及び風向に対応した最適な着地飛行経路が確保され、高精度の落下精度が得られる。

## 【0012】

請求項2に記載のパラfoilを備えた飛行体の自動誘導システムの発明は、パラfoilを備えた飛行体を目標接地点に誘導する自動誘導システムにおいて

、接地目標点の風上でかつ上方所定域において投下された飛行体のパラフォイルを開傘する開傘ステップと、上記飛行体のパラフォイルが開傘した後、風速及び風向を推定する風速・風向ステップと、上記推定した風速及び風向に基づいて上記飛行体が風上から風下に降下移動する着地飛行経路を決定する飛行経路決定ステップと、上記決定された着地飛行経路近傍位置に上記飛行体を飛行移動せしめる飛行経路誘導ステップと、上記着地飛行経路近傍位置で上記飛行体が風下に向かうように姿勢変更する姿勢変針ステップと、上記飛行体の高度を調整する高度調整ステップと、上記高度調整された飛行体を着地飛行経路に従って風上から風下に下降飛行する経路飛行ステップと、上記目標接地点の風下で風上に向かうように飛行体の姿勢変更して着地する着地ステップとを備えたことを特徴とする。

## 【0013】

請求項2の発明は、請求項1の発明をより具体化したものであって、この請求項2の発明によると、請求項1の発明に加え、飛行体の高度を調整する高度調整ステップを有することから飛行体が過剰に風下に流されることが防止され、かつ目標接地点の風下で風上に向かうように姿勢変更して着地することによって着地速度が抑制されて着地の衝撃が緩和される。

## 【0014】

請求項3に記載の発明は、請求項1または2に記載のパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システムにおいて、上記風速及び風向の推定は、GPS乃至DGPSに基づいて取得された飛行体の対地速度ベクトル及び対気速度ベクトルに従って算出されることを特徴とする。

## 【0015】

請求項3の発明によると、GPS乃至DGPSに基づいて取得された飛行体の対地速度ベクトルによって効率的に風速及び風力が推定される。

## 【0016】

請求項4に記載の発明は、請求項1または2に記載のパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システムにおいて、上記風速及び風向の推定は、GPS乃至DGPSに基づいて取得される飛行体の対地速度ベクトル、飛行体の方位角及び飛行体の対気速度に従って算出されることを特徴とする。

【0017】

請求項4の発明によると、GPS乃至DGPSに基づいて取得される飛行体の対地速度ベクトル、飛行体の方位角及び飛行体の対気速度に基づいて効率的に風速及び風力が推定される。

【0018】

請求項5に記載の発明は、請求項2に記載のパラfoilを備えた飛行体の自動誘導システムにおいて、上記飛行体の高度調整は、上記飛行体の連続旋回によってなされることを特徴とする。

【0019】

請求項5の発明によると、飛行体の高度調整がパラfoilの特性を有効に活用した連続旋回によって容易に高度調整がなされる。

【0020】

請求項6に記載のパラfoilを備えた飛行体の航法誘導装置の発明は、パラfoilを備えた飛行体を目標接地点に誘導する航法誘導装置において、上記飛行体のパラfoilが開傘した後の風速及び風向を推定する風速及び風向推定手段と、該風速・風向推定手段によって推定された風速及び風向に基づいて着地飛行経路を決定する飛行経路決定手段と、該着地飛行経路決定手段により決定された着地飛行経路に従って下降飛行するようにパラfoilを制御する飛行制御手段とを備えたことを特徴とする。

【0021】

請求項6の発明によると、航法誘導装置が風速及び風向を推定する風速・風向推定手段、風速及び風向に基づいて着地飛行経路を決定する飛行経路決定手段、着地飛行経路に従って下降飛行するようにパラfoilを制御する飛行制御手段とを備えることから上記請求項1～5に記載の自動誘導システムを効率的に達成することができる。

【0022】

請求項7に記載の発明は、請求項6に記載のパラfoilを備えた飛行体の航法誘導装置において、上記風速・風向推定手段は、GPS受信機と、上記GPS受信機によって得られた対地速度ベクトルに基づいて風速及び風向を推定するフ

ライトコンピュータとを備えたことを特徴とする。

【0023】

請求項7の発明によると、飛行体の飛行に伴うGPS受信機によって得られた対地速度ベクトルに基づいてフライトコンピュータによって風速及び風向を推定することができる。

【0024】

請求項8に記載の発明は、請求項6に記載のパラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置によると、上記風速・風向推定手段は、GPS受信機と、飛行体の方位角を検出する磁気方位センサと、上記GPS受信機によって得られた対地側ベクトルと、磁気センサによって得られた飛行体の方位角と、飛行体の対気速度に基づいて風速及び風向を推定するフライトコンピュータとを備えたことを特徴とする。

【0025】

請求項8の発明によると、飛行体の飛行に伴うGPS受信機によって得られた対地速度ベクトル及び磁気方位センサによって得られた飛行体の方位角及び飛行体の対気速度に基づいてフライトコンピュータによって風速及び風向を推定することができる。

【0026】

請求項9に記載の発明は、請求項7または8のパラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置において、上記GPS受信装置に加えてDGPSビーコン受信機を用いることを特徴とする。

【0027】

請求項9の発明によると、GPS受信装置に加えてDGPSビーコン受信機を用いることから、より高精度で対地速度ベクトルが得られ、高精度で風速及び風向を推定することができる。

【0028】

請求項10に記載の発明は、請求項7～9に記載のパラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置において、上記飛行経路決定手段は、推定された風速及び風力に基づいて着地飛行経路を決定するフライトコンピュータであって、上記飛行制

御手段は、上記フライトコンピュータの制御によってパラフォイルの制御索を引くアクチュエータであることを特徴とする。

【0029】

請求項 10 の発明によると、飛行経路決定手段がフライトコンピュータによって、飛行制御手段がフライトコンピュータ及びパラフォイルの制御索を引くアクチュエータによって構成することができる。

【0030】

【発明の実施の形態】

次に、本発明によるパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム及びその航法誘導装置の実施の形態について図 1 乃至図 13 によって説明する。

【0031】

例えば、図 1 に概要を示すように、パラフォイルを備えた飛行体（以下、機体と称する）1 の概要は、翼型のパラフォイル 2 と、主要機器が搭載されるペイロード搭載フレーム 3 と、多数の懸吊索 4 及び左右の制御索 5 a、5 b（一方のみ図示）を備え、飛行中パラフォイル 2 により多数の懸吊索 4 を介してペイロード搭載フレーム 3 が懸吊され、ペイロード搭載フレーム 3 の上部に搭載された航法誘導装置 10 によって制御索 5 a、5 b の引き長さを調整することによって進行方向が制御されるようになっている。

【0032】

航法誘導装置 10 は、図 2 にブロック図を示すように、GPS 受信機 11、DGPS ビーコン受信機 12、磁気方位センサ 13、電波高度計 14、オーバーライド受信機 15、フライトコンピュータ 16、ジャンクションボックス 17、DC モータ等のアクチュエータ 18 a、18 b 及びバッテリー 19 を備え、GPS 受信機 11 と DGPS ビーコン受信機 12 には各々アンテナ 11 a、12 a が装備されている。

【0033】

また、機体 1 に搭載される航法誘導装置 10 とは別に、地上に DGPS 基準局 21 及びラジコン送信機 22 が準備されている。

【0034】

GPS受信機15はDGPSビーコン受信機12と共に機体1の対地速度及び現在位置を実時間で提供するDGPSとして作用する。

【0035】

また、DGPS基準局21が存在しない場合GPSは単独で使用することも可能であり、磁気方位センサ13は機体1の方位角を、電波高度計14は飛行高度を取得する。これらの情報はフライトコンピュータ16に入力されて風速・風向推定手段として機能し、自動飛行中のフライトコンピュータ16は、この情報に基づいて現在とるべき速度、高度、飛行方向等を決定する飛行経路決定手段として機能する。

【0036】

フライトコンピュータ16は、アクチュエータ18a、18bに制御指令を出力し、左右の制御索5a、5bの引き長さを調節することによりパラfoil2を旋回させて機体1の飛行方位角を調整する飛行制御手段として機能する。また、左右の制御索5a、5bを同時に引く制御指令により、対気前進速度、降下速度等の飛行経路角の調整も行う。

【0037】

オーバーライド受信機15は、例えば地上のラジコン操縦者が操作するラジコン送信機22からの指令により、緊急事態や着陸の際の詳細な誘導に使用される。このオーバーライド機能が作動している場合には、アクチュエータ5a、5bの作動指令、機体3の制御指令はラジコン送信機22から発せられ、機体3に搭載される航法誘導装置10の制御指令より優先される。

【0038】

そして、DGPSや磁気方位センサ13等から出力される機体1の状態量を基に、フライトコンピュータ16によって対地高度がゼロとなった時に目標接地点に着地するために現在とるべき飛行マナーを決定し、アクチュエータ18a、18bにそのマナーを実現するための制御指令を出力する。

【0039】

この着地にあたり、無風から気体の対気前進速度を上回る強い風の条件下でも

、自動定点着陸を行う性能を確保する誘導則の重要な要素として、風の推定、風の影響、高度処理がある。

【0040】

次に、これら誘導則の要素である上記風の推定、風の影響の考慮、高度調整について順次説明する。

【0041】

(風の推定)

風の影響を考慮して機体1の誘導を行うためには、可能な限り正確な風速、風向値を実時間で得る必要があり、この風推定法の例としてDGPSまたはGPS単独による風推定法1について図3及び図4によって説明する。

【0042】

機体1による定常旋回を行い、GPS受信機15、DGPSビーコン受信機12、DGPS基準局21或いはGPS受信機15単独からの情報に基づいてフライトコンピュータ16によって図3(a)に示すように2個の対地速度ベクトル $V_g$ を取得し、図3(b)のように各対地速度ベクトル $V_g$ の先端を結ぶ直線の垂直二等分線aと各対地速度ベクトル $V_g$ の先端間を半径とする $|V_a|$ の円との交点cを数学的に求める。この点cが大気から見た旋回中心となる。このとき必要となる対気速度ベクトル $V_a$ は、推定値を使用することも、また気体の対気速度ベクトル $V_a$ を測定可能なエアーデータセンサを使った計測値を使用することも可能である。

【0043】

この場合、演算された円中心cは2点あり、2つの対地ベクトルデータのみでは、実際の旋回に伴う円中心かの決定は困難であり、いくつかの対地速度ベクトルデータより想定された円中心に統計的な処理を行い決定する。具体的には複数の円中心推定結果の分散の小さい方が実際の円中心となる。このため最低でも半旋回程度の旋回を行い、複数のデータポイントを取得することが好ましい。

【0044】

推定された円中心は、図4に示すように風ベクトル $V_a$ を有しており、旋回中の円中心を推定することによって風推定が行える。

【0045】

また、他の風推定法の例としてDGPS及び磁気方位センサ13による風推定法2について図5によって説明する。

【0046】

機体1は、直線飛行を行い、その時のGPS受信機15、DGPSビーコン受信機12、DGPS基準局21或いはGPS受信機15単独からの情報に基づいて対地速度ベクトルVgを取得すると共に、磁気方位センサ13による機体1の方位角、換言すると進行方向より風ベクトルVwの推定を行い、次に示す式によって推算される。この際に必要とされる対気速度ベクトルVaは推定値を使用することも、また気体の対気速度ベクトルVaを測定可能なエアータセンサを使った計測値を使用することも可能である。

【0047】

【数1】

$$\begin{aligned}\dot{X}_w &= V_g \cdot \sin(\phi_s) + V_a \cdot \sin(\phi_s) \\ \dot{Y}_w &= V_g \cdot \cos(\phi_s) + V_a \cdot \cos(\phi_s) \\ V_w &= \sqrt{\dot{X}_w^2 + \dot{Y}_w^2} \\ \phi_w &= \tan^{-1}(\dot{X}_w / \dot{Y}_w)\end{aligned}$$

$\phi_s$  : 対気速度方位  
 $V_a$  : 対気速度ベクトル  
 $V_g$  : 対地速度ベクトル  
 $V_w$  : 風速  
 $\dot{X}_w$  : 対地速度X成分  
 $\dot{Y}_w$  : 対地速度Y成分

【0048】

(風の影響の考慮)

機体1の揚抗比L/Dは、基本的に一定であるため、対気速度ベクトルVaは準平衡滑空状態では一定であり、風の有無に係わらず、その対氣的な前進速度や降下速度に大きな変化がなく、本誘導則は機体1を不動な対地的な座標上を誘導するのではなく、移動している対氣的な座標上を誘導することにより、無風状態から機体1の前進速度を上回る風の条件下でも同一の誘導則で高い落下精度を实



現可能とするものである。

【0049】

その対気的な座標で重要となる疑似目標接地点について図6によって説明すると、誘導の対地座標及び対気座標は、そのY軸の+方向が風に正対するように設定され、対地座標は目的接地点Aを原点に固定される一方、対気座標は現在の高度と風速によって常に移動する疑似目標接地点Bを原点として、対地座標のY軸上を風下（-方向）に向かって移動する。疑似目標接地点Bは常に実目標接地点Aの風上方向にオフセットされるが、これは大気の移動、即ち風の影響を予め考慮するためである。

【0050】

これにより、仮に風速が機体1の大気前進速度を上回る条件下でも、後述する後ろ向きで飛行して着陸する機体1が目標接地点Aより風下に流され、目標接地点Aまで戻ってこられない状態を未然に回避することができる。対地座標に対する疑似目標地点Bの関係、即ち距離Dは次の式で表される。

【0051】

【数2】

$$\begin{aligned} \dot{H} &= V_a / \sqrt{1 + (L/D)^2} \\ \Delta T &= H / \dot{H} \\ D &= \Delta T \cdot W_{sp} \end{aligned}$$

D：疑似目標接地点と目標接地点間の距離  
 $\Delta T$ ：現在の高度から接地するまでの予想所要時間  
H：現在の高度  
 $\dot{H}$ ：降下速度（一定と仮定）  
(L/D)：揚抗比  
 $V_a$ ：対気速度  
 $W_{sp}$ ：風速

【0052】

従って、距離Dは高度Hが小さくなる程小さくなり、高度Hがゼロ、即ち機体1が接地した時点で疑似目標接地点Bは実目標と同一する。従って、常に対気座標の原点である疑似目標接地点Bに対して誘導を行うことにより、理論的に風に

影響されることなく誘導を行うことが可能となる。

【0053】

(高度調整)

高度調整は、機体1の高い落下精度を確保する上で重要となるのが、いかに効率よく目的接地点A近傍で高度の処理を行うかであり、この高度処理は、例えば、連続旋回やレーストラック旋回による方法がある。

【0054】

この連続旋回は、航空機と比較して旋回半径が小さいパラフォイルの特性を生かした最も効率のよい高度処理方法であり、図7に示すように連続して機体1を旋回することにより無風状態であればほぼ定点上で高度を処理することが可能である。

【0055】

この機体1の旋回は、旋回に有すると予想される時間の間、右または左の制御索5a或いは5bをアクチュエータ18a或いは18bによって引くことによってなされる。

【0056】

一方、レーストラック旋回について説明すると、風がある条件下で機体1を連続旋回した場合、旋回中の機体1は風速と同速度で風下に流されることになる。そこで図8のように連続旋回を行いつつも、定期的に風上へ機体1を移動することにより不必要に目標接地点Aから離れることを防ぐ高度処理方法である。

【0057】

次に、上記風の推定、風の影響の考慮、高度調整の要素を取り入れた誘導則の実例を図9及び図10の機体1の作動を示すフローチャートを参照して説明する。

【0058】

この誘導則は、風を推定するフェーズ1、ノミナル経路即ち着地飛行経路へ移行するフェーズ2、高度調整を行うフェーズ3、ファイナルアプローチであるフェーズ4、ファイナルフレアであるフェーズ5を有しており、機体の作動と共にこれらの各フェーズについても説明する。

## 【0059】

開傘ステップS1においてパラfoil2を開傘後、風速・風向推定ステップS2におけるフェーズ1、即ち機体1を定常旋回してDGPSまたはGPS単独によりる上記風推定法1、或いは機体1を直線飛行してDGPS及び磁気方位センサ13による上記風推定法2により得た気体の状態量を基に風の初期値を推定する。風の推定はフェーズ1のみに限定されることなく、他のフェーズにおいても機体1が定常旋回或いは直線飛行を行う度に風の推定は行われ、常に最新の推定値が誘導に使用される。この風の推定に従って飛行経路決定ステップS3においてフライトコンピュータ16によって着地飛行経路が決定される。

## 【0060】

続いて飛行経路誘導ステップ4におけるフェーズ2によって、対気座標上の風向と同方向に走る経路に向かって移動する。その際機体1の対気座標のY軸に対して直角に向かって飛行する。

## 【0061】

着地飛行経路経路上に到達した時点で姿勢変針ステップ5において、旋回性能を基に旋回に有すると予想される時間の間、右または左の制御索5a或いは5bを引いて機体1を旋回させて機体1を風下に向け、着地飛行経路上を飛行する。

## 【0062】

無風の場合は機体1が既に着地飛行経路上に到達したものととして着地飛行経路上を飛行する。対気座標において疑似目的地点Bより風下に到達した時点で高度調整ステップ6のフェーズ3の高度調整に移行する。着地飛行経路は目標接地点Aを貫き、風向と同方向に走る風軸と平行で極近い位置に設定される。この着地飛行経路上に素早く移動することにより不必要に風下に流されることを防ぐ。

## 【0063】

高度調整ステップ6において、フェーズ3、即ち現在位置と目標接地点Aの関係から必要に応じて連続旋回及びレーストラック旋回に入ることにより高度を処理し、経路飛行ステップ7で風に乗って降下飛行する。高度調整は基本的に連続旋回により行うが、風のあるときには、連続旋回中に機体1が目標から風下に流されるのでレーストラック旋回を定期的に行い、風上へ機体1を飛行させること

により、不必要に目標から離れることを防ぐ。

【0064】

このフェーズ3による高度調整は、接地時の対地速度を最小にし、パイロードへの衝撃を緩和するために、ファイナルアプローチは機体1を風上に向けて行う。機体1の揚抗比(L/D)は一定であり、従って、目標への飛行経路は一本であるため、ファイナルアプローチの飛行経路と機体1の現在位値の関係は、図9のようになる。

【0065】

即ち図9の点線の経路で目標へ到達することは可能であるが必要以上に目標から離れるのは賢明でない。そこで高度調整を行うことにより、図9のファイナルアプローチの開始点DWPを目標へ接近させ、不必要な風下への移動を減らすことができ、その結果、調整後の飛行経路は実線のようにになる。ファイナルアプローチの開始点DWPが予め設定した閾値以下になった段階で飛行変針ステップ8のフェーズ4に移行する。

【0066】

フェーズ4は、接地時の対地速度を最小にし、パイロードへの衝撃を減らすために、ファイナルアプローチは、機体1を風上に向けて行う。フェーズ4以前で風下方向に飛行していた機体1を180°旋回せしめて風に正対させ、目標接地点に対する方位角誤差及び経路角誤差を修正しつつ経路角誤差を修正しつつ目標を目指して飛行する。

【0067】

着地ステップ9において、フェーズ5によって、電波高度計等の高度計により機体1と接地面の相対距離を測定し、その閾値以下になった時点で機体1をフルフレア、即ち制御索5a及び5b同時に同一長さで引くことにより機体1を減速させ、飛行経させて軟着陸させる。

【0068】

従って、飛行前にパイロードをパイロード搭載フレーム3に固定し、航空機に搭載され、上空で風速、風向を考慮して現在位置から確実に目標接地点に到達できるように設定された投下地点で空中投下される。そして空中で風圧により開傘

したパラfoil 2は、ペイロードを懸吊して準平衡滑空飛行を行いつつ目標接地点に向かって航法誘導制御装置10による誘導され、具体的にはアクチュエータ18a、18bによって左右の制御索5a、5bの一方を引くことにより機体1を旋回させ、機体方位角を任意の方向に変更し、或いは制御索5a及び5bを同時に引くことにより的確に目的着地点Aに着地することができる。

## 【0069】

また、本発明は図11に示すようにペイロード搭載フレーム3の代わりに飛翔型無人機51や図12のように宇宙機52をパラfoil 2に懸吊することも可能であり、この場合航法誘導制御装置10は、専用のもの搭載することも可能であるが、飛翔型無人機51や宇宙機52ないに搭載された機器を用いることも可能である。

## 【0070】

飛翔無人機51或いは宇宙機52は、所定飛行終了後または緊急事態等で予め設定された回収区域に向けて飛行し、回収区域に到達した後、搭載された対気速度センサ等を使用して風向、風速を基に目標回収点に到達できるように開傘地点を設定し、上記実施の形態同様に誘導回収することができる。

## 【0071】

更に、図13に示すようにペイロード搭載フレーム3にプロペラ56を装着したエンジン57、燃料タンク58等をお備えたペイロード55を搭載することにより、離陸の際プロペラ56の推力によりパラfoil 2が離陸に必要な揚力を発生するまで地上滑走をし、機体1が離陸した後は通常の航空機のように目的地まで巡航する。その際機体1の進行方向を左右の制御索5a、5bを適宜アクチュエータで引くことによって制御され、目的地到達後は、上記実施の形態と同様の作動により目標接地点に誘導される。

## 【0072】

## 【発明の効果】

以上説明したパラfoilを備えた飛行体の自動誘導システムの発明によると、接地目標値の上方所定域で投下された飛行体のパラfoilが開傘した後、風速及び風向を推定し、この推定した風速及び風向に基づいて飛行体の着地飛行経

路を決定して、飛行経路に従って上記飛行体が下降飛行することから、推定された風速及び風向に従って最適な着地飛行経路が確保され、高精度の落下精度が得られる。

【0073】

一方、パラフォイルを備えた飛行体の航法誘導装置の発明によると、航法誘導装置が風速及び風向を推定する風速及び風向推定手段、風速及び風向に基づいて着地飛行経路を決定する飛行経路決定手段、着地飛行経路に従って下降飛行するようにパラフォイルを制御する飛行制御手段とを備えることからパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システムを効率的に達成することができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】

本発明の実施の形態を説明するパラフォイルを備えた飛行体の概要説明図である。

【図2】

同じく、航法誘導装置を説明するブロック図である。

【図3】

同じく、風の推定方法の説明図である。

【図4】

同じく、風の推定方法の説明図である。

【図5】

同じく、他の風の推定方法の説明図である。

【図6】

同じく、風の影響の説明図である。

【図7】

同じく、高度調整方法の説明図である。

【図8】

同じく、他の高度調整方法の説明図である。

【図9】

同じく、飛行体の誘導則の説明図である。

【図 10】

同じく、飛行体の作動を説明するフローチャートである。

【図 11】

同じく、他の飛行体を示す説明図である。

【図 12】

同じく、更に他の飛行体を示す説明図である。

【図 13】

同じく、更に他の飛行体を示す説明図である。

【図 14】

従来の誘導装置を説明するブロック図である。

【図 15】

従来の誘導装置による飛行体の飛行経路の説明図である。

【符号の説明】

- 1        パラfoilを備えた飛行体（機体）
- 2        パラfoil
- 3        ペイロード搭載フレーム 3
- 4        懸吊索
- 5 a      制御索
- 5 b      制御索
- 10       航法誘導制御装置
- 11       GPS受信機
- 12       DGPSビーコン受信機
- 13       磁気方位センサ
- 14       電波高度計
- 16       フライトコンピュータ
- 18 a      アクチュエータ
- 18 b      アクチュエータ
- 21       DGPS基準局
- 22       ラジコン送信機

$V_g$  対地速度ベクトル

$V_a$  対気速度ベクトル

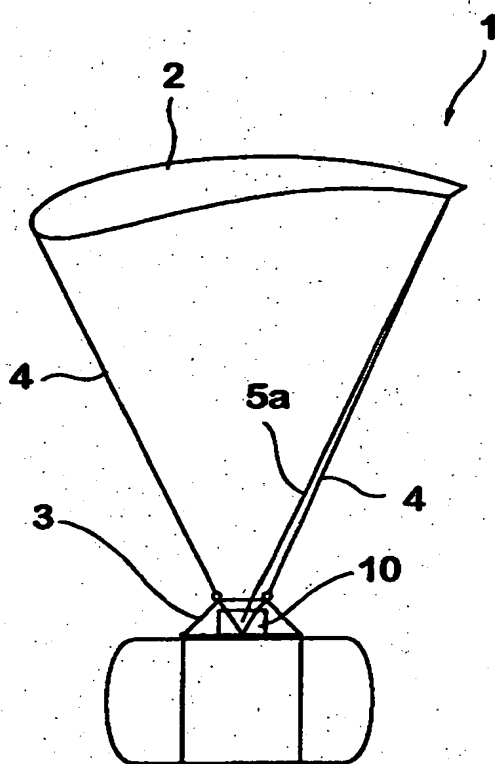
$V_w$  風ベクトル



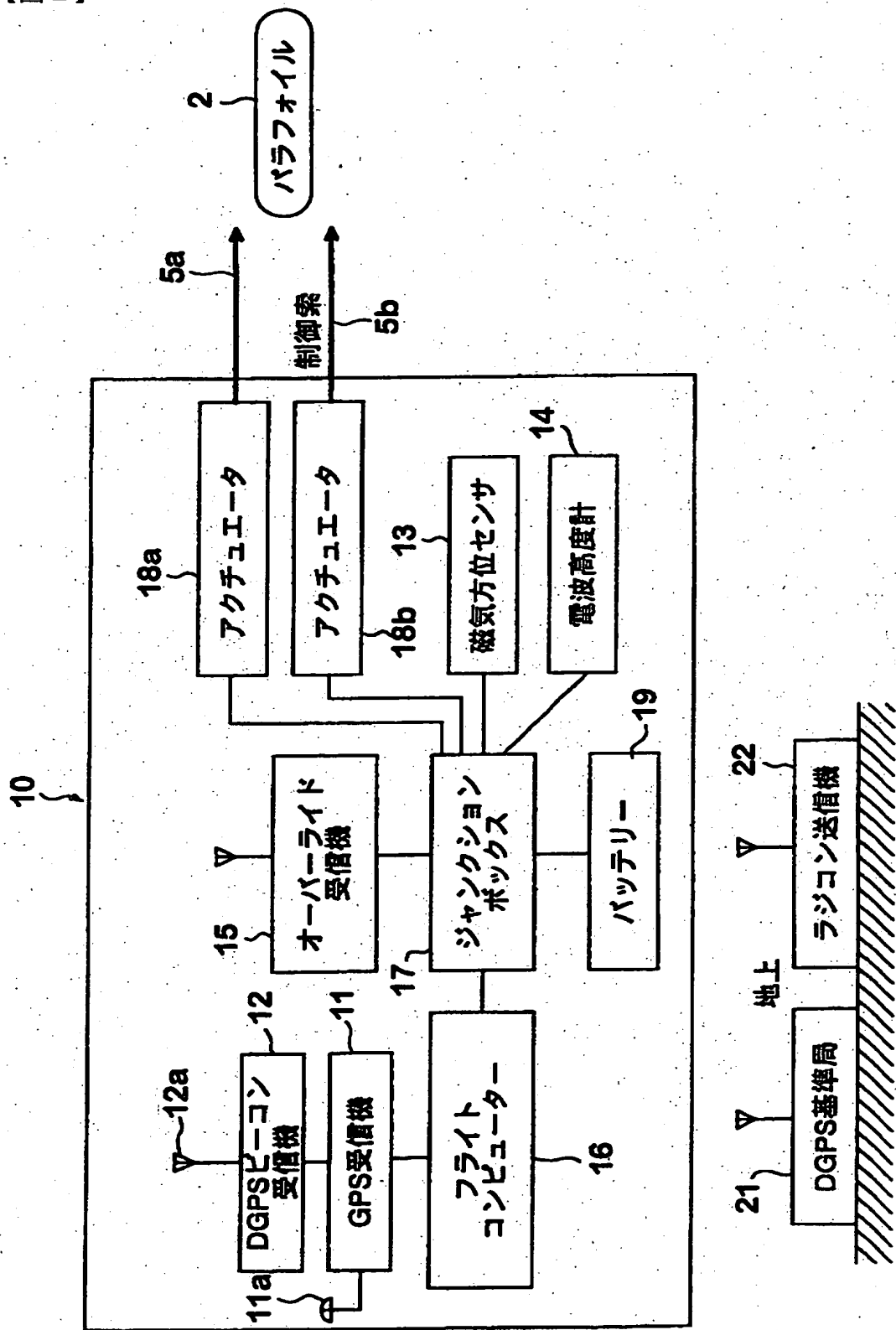
【書類名】

図面

【図 1】



【図 2】

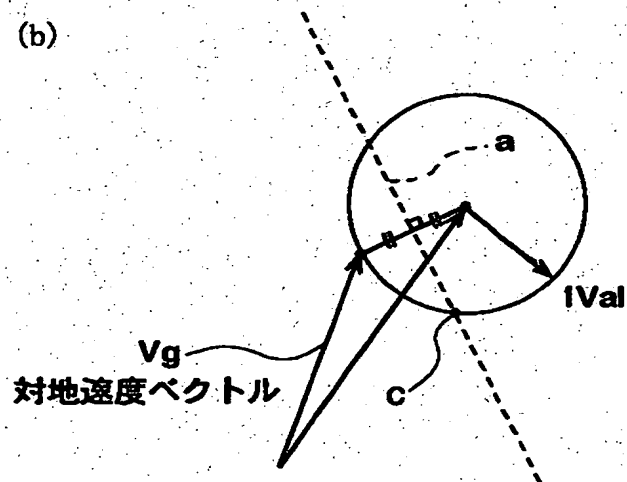


【図 3】

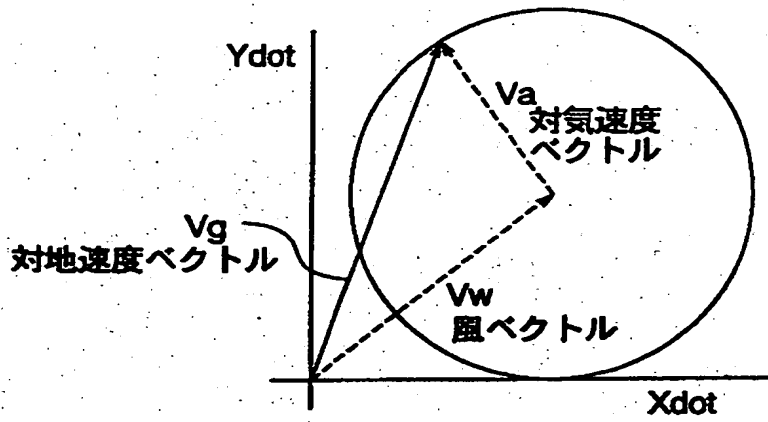
(a)



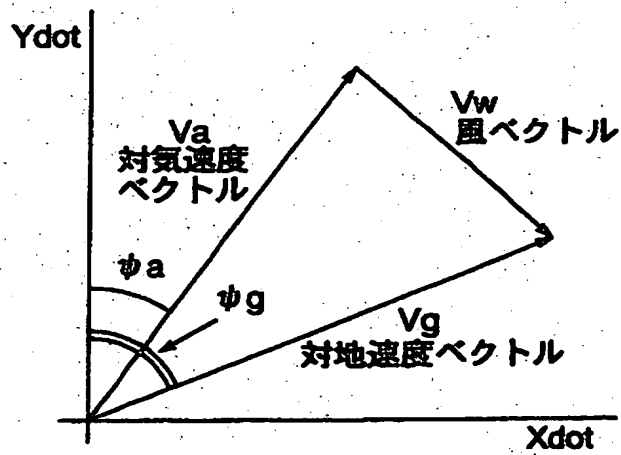
(b)



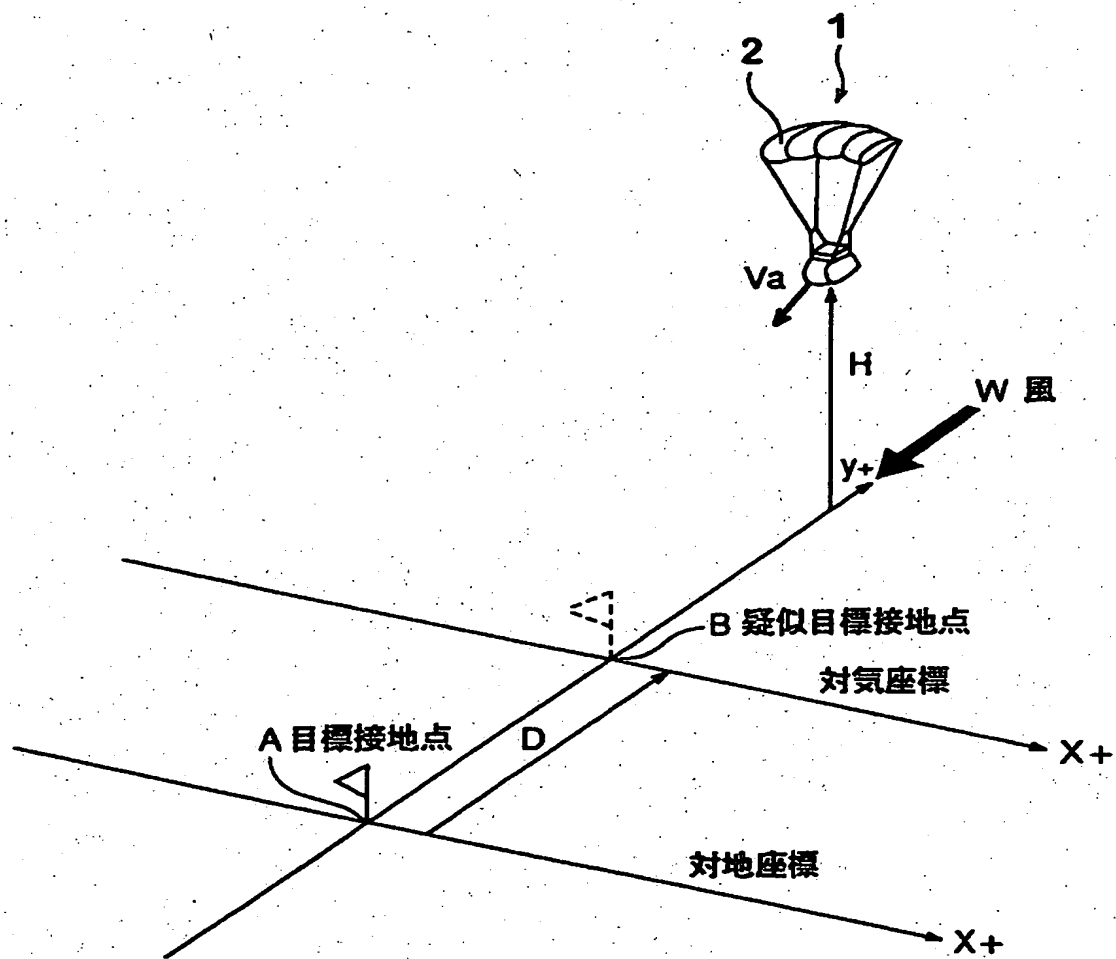
【図 4】



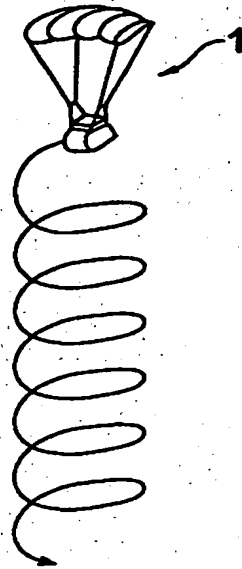
【図 5】



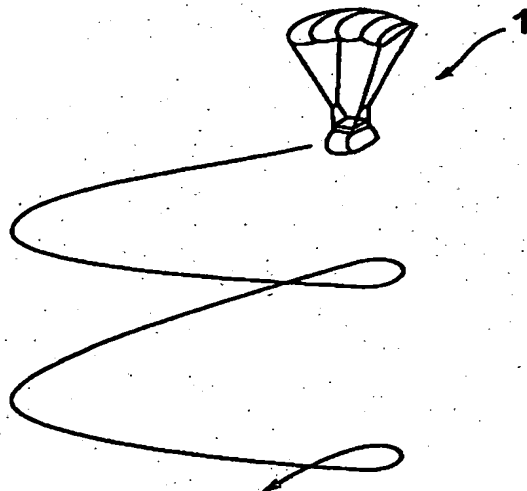
【图6】



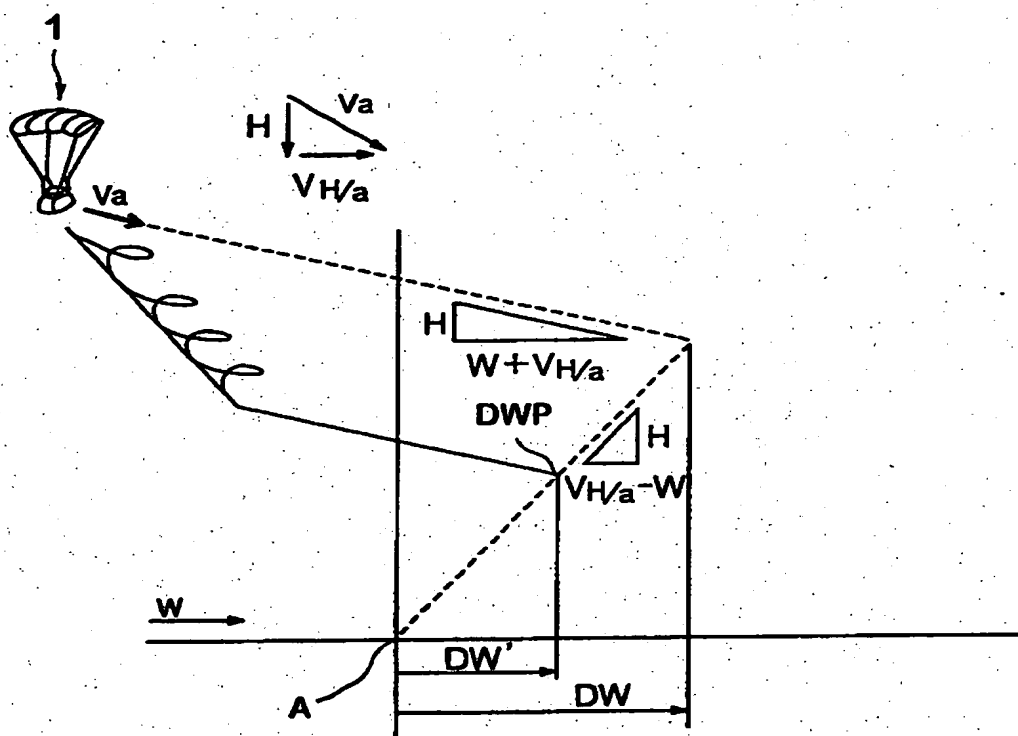
【図 7】



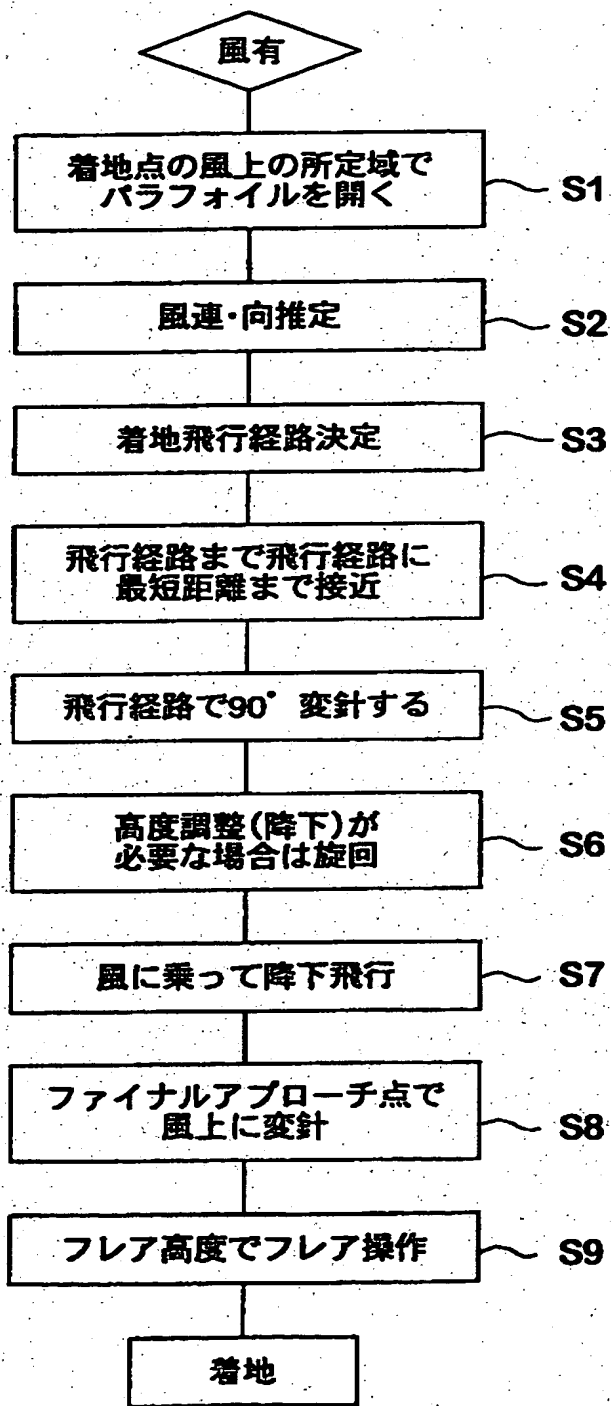
【図 8】



【図9】

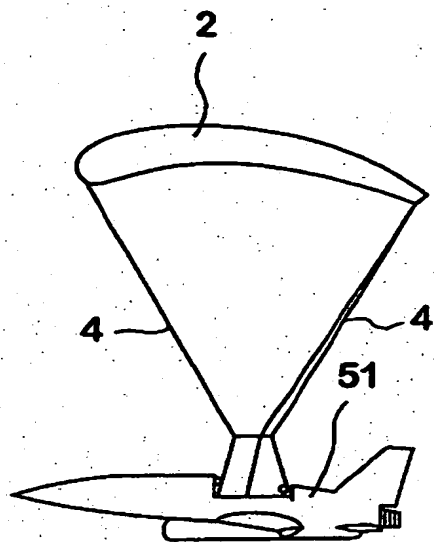


【図10】

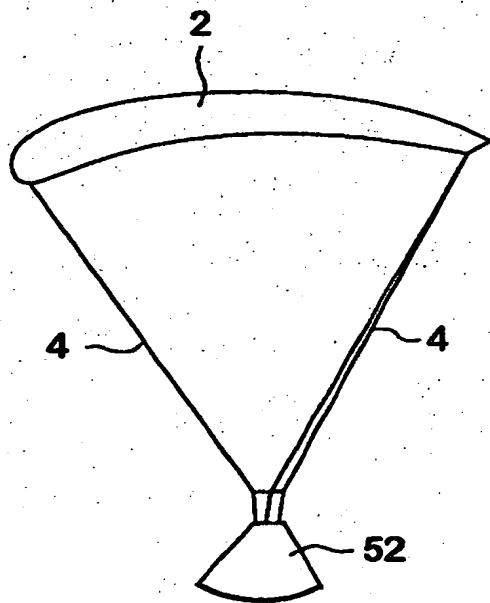




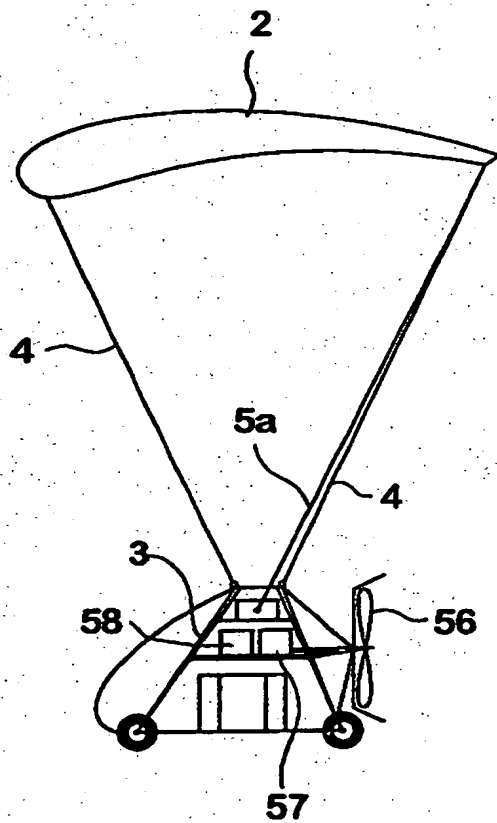
【図 1 1】



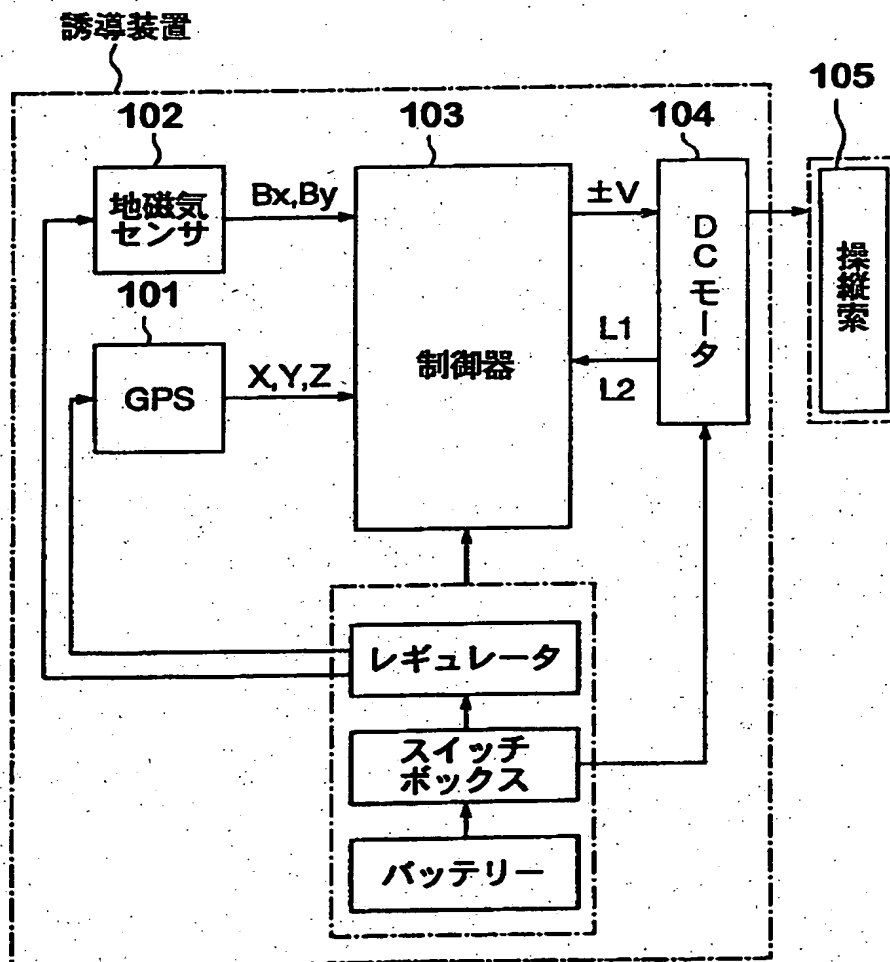
【図 1 2】



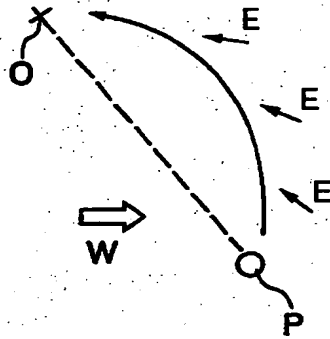
【図 13】



【図 14】



【図 15】



【書類名】 要約書

【要約】

【課題】 適切な飛行経路が確保でき、高精度の落下精度が得られるパラフォイルを備えた飛行体の自動誘導システム及びその航法誘導装置を提供する。

【解決手段】 GPS受信機11、DGPSビーコン受信機12、磁気方位センサ13等からの情報に基づいてフライトコンピュータ16によって風向及び風速を推定して最適な飛行経路を決定し、アクチュエータ18a及び18bによってパラフォイルの制御索5a及び5bを適宜引くことによって、上記決定された飛行経路に従って飛行降下して目標接地点に着地する。

【選択図】 図2

【書類名】

職権訂正データ

【訂正書類】

特許願

<認定情報・付加情報>

【特許出願人】

【識別番号】

000005348

【住所又は居所】

東京都新宿区西新宿一丁目7番2号

【氏名又は名称】

富士重工業株式会社

【代理人】

申請人

【識別番号】

100061712

【住所又は居所】

東京都中央区八重洲1丁目9番9号 東京建物ビル

田代・江藤特許事務所

【氏名又は名称】

田代 丞治

【選任した代理人】

【識別番号】

100100354

【住所又は居所】

東京都中央区八重洲1丁目9番9号 東京建物ビル

田代・江藤特許事務所

【氏名又は名称】

江藤 聡明

出 願 人 履 歴 情 報

識別番号 [000005348]

1. 変更年月日 1990年 8月 9日  
[変更理由] 新規登録  
住 所 東京都新宿区西新宿一丁目7番2号  
氏 名 富士重工業株式会社